

## Propuesta para aumentar el alcance máximo del cohete SAPBA

### *A proposal to increase the maximum range of the SAPBA rocket*

RICARDO L. MARINI

Centro Regional Córdoba -Instituto Universitario Aeronáutico, Universidad de la Defensa Nacional, Argentina

rmarini@iua.edu.ar

*En este trabajo se presenta una propuesta para aumentar las prestaciones del cohete SAPBA, ya sea en alcance máximo o carga útil. Los cálculos preliminares muestran que sería posible aumentar en más de un treinta por ciento el alcance máximo por medio de un cambio del propulsante. Si bien estos cálculos están basados en algunas suposiciones y simplificaciones, los resultados teóricos comparativos muestran que por este medio resultaría factible un incremento significativo del alcance máximo del cohete.*

### Introducción

El motor del cohete SAPBA utiliza el propulsante bibásico PHE-2, producido por Fabricaciones Militares en las instalaciones de Villa María, Córdoba, que posee una elevada velocidad de quemado. Esto hace que no sea posible utilizar un grano de mayor longitud y masa de propulsante que el actual, con lo cual se aumentaría el impulso total y por lo tanto el alcance o carga útil, ya que cuando se aumenta la longitud del grano se

incrementa la superficie de quemado y por lo tanto el caudal másico de gases. Para un mismo diámetro de garganta de la tobera, la presión de funcionamiento aumentaría con el caudal de gases, con lo cual a su vez se incrementaría la presión, la velocidad de quemado –que es función de ella–, el caudal y así sucesivamente, hasta llegar a una presión que puede resultar excesiva. Esto daría como resultado que se requiera un tubo motor de mayor espesor de pared, lo que implica mayor masa inerte, o que pueda producirse alguna inestabilidad de combustión que lleve al colapso del motor. Por otra parte, si para evitar esto se aumenta el diámetro de garganta de la tobera, al reducirse la relación entre el área de pasaje del grano y el área de garganta, se incrementa la velocidad del flujo en el canal del grano, con lo cual puede producirse un aumento del quemado erosivo con el consiguiente aumento de la presión. Y si el número de Mach del flujo es suficientemente elevado, podrían presentarse efectos adversos debidos a la compresibilidad del flujo (algo similar a lo que ocurre en un avión subsónico que vuela a gran velocidad), que podrían producir fluctuaciones de presión que originen una inestabilidad de combustión con resultados catastróficos.

Por este motivo, en general los motores se diseñan de modo que el máximo Mach del flujo en el canal del grano sea suficientemente bajo, con un valor máximo no superior a aproximadamente 0.4. El valor máximo tiene lugar cuando el área de pasaje es mínima, es decir, al inicio de la combustión. A medida que ésta progresa el área de pasaje irá aumentando, con la consiguiente disminución de la velocidad del flujo. Para que el Mach no supere el valor de 0.4, la relación inicial área de pasaje/área de garganta debe ser superior a alrededor de 1.7, con lo que para el SAPBA el máximo diámetro de garganta admisible para un funcionamiento considerado seguro es del orden de unos 46 milímetros, lo que limita el caudal másico para una presión de funcionamiento compatible con el propulsante y la resistencia del tubo motor para espesores de pared razonables. En estas condiciones, la máxima superficie de quemado para proporcionar ese caudal es la correspondiente

a una longitud del grano de unos 1600 milímetros, o sea, un diez por ciento mayor que la actual.

Para superar esta situación, se propone reemplazar el propulsante PHE-2 por otro de menor velocidad de quemado, como por ejemplo el PHE-1, también producido por Fabricaciones Militares en Villa María. De esta manera, aún con una mayor superficie de quemado, es decir, con un grano de mayor longitud, se podría reducir el caudal másico de modo que con el máximo diámetro de garganta la presión de funcionamiento este fuera inferior a la máxima admisible. Si bien el empuje sería menor, el impulso específico sería similar al actual, ya que la única diferencia significativa entre ambos propulsores es la velocidad de quemado, que no influye en el impulso específico, por lo que la mayor masa de propulsante daría como resultado un mayor impulso total, y la menor velocidad de quemado un mayor tiempo de funcionamiento que compensaría el menor empuje. El resultado final sería un aumento del alcance máximo, o para el mismo alcance actual una mayor carga útil.

## **Configuraciones estudiadas y resultados obtenidos**

Para el estudio se tomó como referencia al actual cohete SAPBA, con el objetivo de mejorar sus prestaciones en lo que hace al alcance, para una misma carga útil. Para ello se consideró:

1. El empleo de los propulsores básicos PHE-1 y PHE-2, por disponerse de las características propulsivas de los mismos.
2. Utilizar, para los motores, tubos de acero sin costura, de fabricación nacional, maquinados para obtener las dimensiones necesarias.

## Materiales

Los diseños de los motores se basaron en tubos sin costura fabricados con acero AISI 1010 o 1020. Estos tubos son de uso común en otras aplicaciones, por lo que no habría problemas de disponibilidad, y su costo es relativamente reducido, sobre todo en comparación con el de los tubos confeccionados con aceros especiales. Las características mecánicas típicas de este material son:

Densidad $\rho_m$ :	7850 kg/m <sup>3</sup>
Tensión de rotura $\sigma_r$ :	480 MPa
Límite elástico $\sigma_f$ :	240 MPa

Para los cálculos se adoptó el siguiente criterio:

Presión máxima esperada (*PME*):

$$PME = k1 \times k2 \times PMF$$

donde *PMF* es la presión máxima de funcionamiento calculada, *k1* un coeficiente para tener en cuenta incertezas de cálculo, y *k2* un coeficiente para tener en cuenta el efecto del iniciador. Se adoptaron *k1*=1.2 y *k2*=1.1. Para el cálculo del espesor del tubo motor se consideró la presión máxima *PC* obtenida de

$$PC = k3 \times PME$$

donde *k3* es un coeficiente de seguridad adicional, cuyo valor se tomó igual a 1.5.

La presión máxima de funcionamiento se obtuvo de los cálculos de balística interna, según las características del propulsante y de la geometría y dimensiones del grano. El espesor del tubo motor se estimó por medio de

$$t_m = \frac{PC \times D_m}{2\sigma_r}$$

donde  $tm$  es el espesor de pared y  $Dm$  el diámetro medio del tubo motor.

## **Cálculo de trayectoria**

Para cada configuración la trayectoria se calculó asumiendo el movimiento de una masa puntual en un plano vertical (dos grados de libertad), sujeta a las siguientes fuerzas actuantes:

1. Empuje del motor.
2. Masa instantánea.
3. Resistencia aerodinámica.

## **Empuje del motor**

Las performances de los motores (presiones, empuje, propulsante consumido e impulso total) se calcularon con un programa de balística interna para motores cohete, para diferentes diámetros de garganta de la tobera y un diámetro de salida constante de 120 milímetros, asumiendo que es el máximo compatible con el diámetro del motor. Las performances se determinaron para una presión ambiente de 1 bar. Luego, para el cálculo de la trayectoria, los empujes se corrigieron en función de la presión ambiente real correspondiente a la altura de vuelo, y de la presión de salida de los gases de la tobera.

## **Masa instantánea**

La masa total del vehículo está compuesta por la suma de las masas de la carga útil y ojiva, del tubo motor y de las aletas estabilizadoras, que constituyen la masa inerte, y la del propulsante. Para todos los casos se consideró una carga útil, in-

cludida la ojiva, de 17 kilogramos. La masa del tubo motor se estimó por medio de:

$$m_m = 1.2\pi\rho_m D_m t_m L_g$$

donde  $\rho_m$  es la densidad del material,  $D_m$  y  $t_m$  el diámetro medio y espesor del tubo, respectivamente, y  $L_g$  la longitud del grano propulsante. El factor 1.2 es para tener en cuenta las aletas estabilizadoras, tapas de cierre, tobera y demás elementos menores. La masa del vehículo en función del tiempo se determinó como la diferencia entre la masa total inicial y la correspondiente al propulsante consumido.

## Resistencia aerodinámica

Se calculó en cada punto de la trayectoria de acuerdo con

$$D = C_d \frac{\gamma}{2} p_a M^2 A$$

donde

$D$ : resistencia aerodinámica

$C_d$ : coeficiente de resistencia aerodinámica

$\gamma$ : relación de calores específicos  $C_p/C_v$  del aire

$p_a$ : presión ambiente a la altura de vuelo

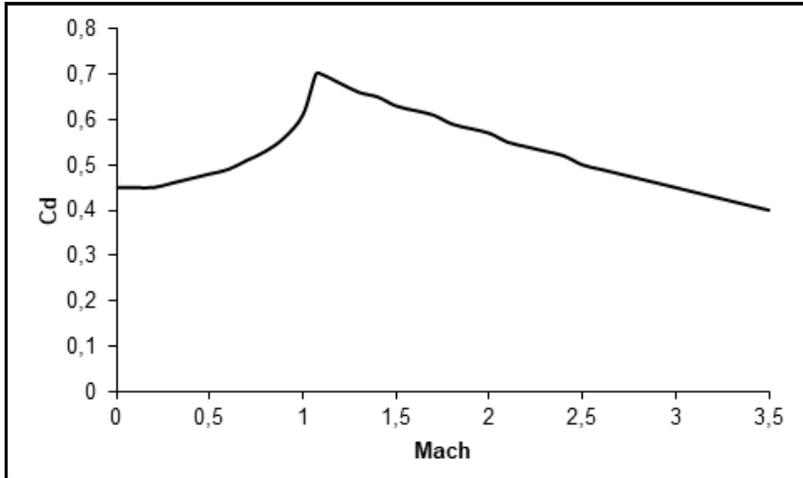
$M$ : Mach de vuelo

$A$ : Área de referencia del cohete (área de la sección transversal)

El  $C_d$  depende de la configuración del vehículo, y debería ser calculado para cada caso particular, para lo cual deben estar definidas las características geométricas y dimensionales del vehículo. No obstante, como el objetivo del estudio era fundamentalmente hacer un análisis comparativo de las prestaciones entre las diferentes configuraciones de motor, se empleó para todas ellas la variación del  $C_d$  en función del Mach de la Figura 1, obtenida para la configuración de otro proyec-

to, que se modificó ligeramente para que el alcance calculado del cohete SAPBA coincidiera con el real declarado.

*Figura 1 - Coeficiente de resistencia aerodinámica en función del Mach*



Se analizaron las siguientes configuraciones:

1. Motor SAPBA con propulsante PHE-2 y longitudes de grano crecientes, desde la actual (1430 milímetros) hasta la máxima admisible en función de la presión y diámetro de garganta.
2. Motor SAPBA con propulsante PHE-1 y mismo criterio que en el caso anterior.

Los cálculos para cada caso y longitud de grano se repitieron con distintos diámetros de garganta, hasta obtener el alcance máximo en cada uno. Se consideró hasta un diámetro máximo de 46 milímetros para ambos propulsores, ya que el área de pasaje de los diferentes granos es la misma. Con esto la relación entre área de pasaje y área de garganta es de alrededor de 1.7. Como presiones máximas admisibles se tomaron las correspondientes a las máximas ensayadas para la

determinación de las velocidades de quemado de ambos propulsores, alrededor de 130 bar para el PHE-1 y 180 bar para el PHE-2. Se consideró que presiones mayores podrían conducir a inestabilidades de combustión con efectos indeseables.

## Resultados y análisis

En la Tabla 1 se muestran los resultados más relevantes correspondientes a los cohetes con propulsante PHE-2, y en la Tabla 2 los correspondientes al PHE-1. Se hace hincapié en que estos resultados deben tomarse a título comparativo con respecto al cohete SAPBA actual, considerado como referencia. Los valores reales deben ser calculados con datos más precisos de las características de los propulsores, y con valores de  $Cd$  en función del Mach obtenidos específicamente para cada configuración del cohete, y por supuesto, corroborados experimentalmente.

<i>Tabla 1- PHE-2. Características y resultados con las diferentes configuraciones</i>			
Ítem	Magnitud		
Lg	1430	1500	1600
Dt	43	45	46
$t_m$	4.6	4.5	4.7
$m_m$	23.8	24.4	27.1
$m_p$	16.7	17.5	18.7
$p_{max}$	173	169	177
It	37.1	44.8	46.8
A	16754	17407	18178

<i>Tabla 2-. PHE-1. Características y resultados con las diferentes configuraciones</i>							
Ítem	Magnitud						
Lg	1430	1500	1600	1700	1800	1900	2000
Dt	37	38	40	42	43	45	46
$t_m$	3.2	3.2	3.2	3.2	3.3	3.3	3.4
$m_m$	16.8	17.8	18.8	19.8	21.6	22.6	24.7
$m_p$	16.7	17.5	18.7	19.8	21.0	22.2	23.3
$p_{max}$	121	123	121	120	124	123	127
It	36.9	38.7	41.13	43.52	46.02	48.35	50.82
A	17530	18227	19230	20221	21212	22193	23133

### Referencias:

$Lg$ : longitud del grano propulsante (mm)

$Dt$ : diámetro de garganta de la tobera (mm)

$t_m$ : espesor del tubo motor (mm)

$m_m$ : masa del tubo motor (kg)

$m_p$ : masa de propulsante (kg)

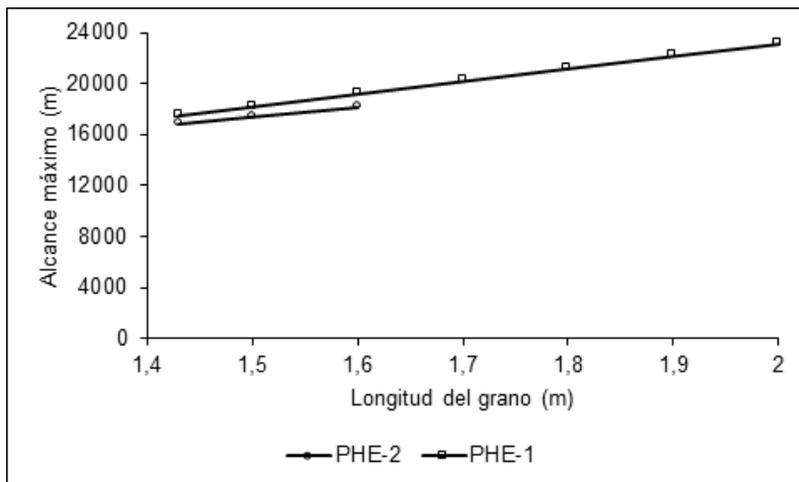
$p_{max}$ : presión máxima de funcionamiento (bar)

$It$ : impulso total (kN-s)

$A$ : alcance máximo (km)

En la *Figura 2* se ilustran los respectivos alcances máximos en función de las diferentes longitudes del grano propulsante.

*Figura 2 - Alcance máximo en función de la longitud del grano propulsante*



En la *Figura 3* se muestran las presiones calculadas de cabeza y tobera del motor SAPBA en función del tiempo.

De acuerdo con los resultados obtenidos, sería factible incrementar significativamente, en alrededor de un 38 por ciento, el alcance del actual cohete SAPBA mediante un cambio de propulsante de menor velocidad de quemado. No obstante, los resultados teóricos deben ser considerados como tentativos y a título comparativo, ya que fueron obtenidos asumiendo algunas características de los propulsores que pueden no ser reales. Por otra parte, y sobre todo en los granos de mayor longitud, la magnitud del quemado erosivo real puede ser mayor que la supuesta para los cálculos (la que fue estimada, ya que no se dispone de datos específicos), lo que conduciría a presiones más elevadas que las calculadas, con lo cual se limitaría la longitud máxima del grano. Además, en los motores de gran relación longitud/diámetro es más probable que se presenten problemas de inestabilidades de combustión producidas por fluctuaciones de presión, por lo que la longitud del grano debería ser aumentada gradualmente, a medida que los ensayos en banco no muestren señales de la existencia de algún tipo

de anomalía. Este procedimiento serviría además para determinar la influencia del quemado erosivo, lo que sería de suma utilidad para futuros diseños.

## **Conclusión**

En principio sería factible desarrollar en el corto plazo y con una inversión mínima un cohete de performances netamente superiores a las del cohete SAPBA. Este desarrollo permitiría, en el aspecto militar, potenciar a las Fuerzas Armadas, dotándolas de un arma de mejores prestaciones. Y en los aspectos técnico, industrial y tecnológico, reactivar la fábrica de Villa María y conducir a la concepción de nuevos proyectos. Por otra parte, se puede hacer un estudio similar involucrando otros calibres y configuraciones, y eventualmente con otros propulsores, para satisfacer algún requerimiento específico de los potenciales usuarios.

## *Referencias bibliográficas*

---

Grano Propulsante SAPBA. Especificación PE-13075. F.M. Villa María.

Granos Propulsantes PHE-1. Especificación FM 13-761. F.M. Villa María.

**Palabras clave:** cohete - Fabricaciones Militares - propuesta - propulsantes - SAPBA.

**Keywords:** Fabricaciones Militares - propellants - proposal - rocket - SAPBA.

## **Abstract**

This work presents a proposal to increase the performance of the SAPBA rocket, either in maximum range or payload. Preliminary calculations show that it would be possible to raise its maximum range by more than a thirty percent by changing the propellant. Although the calculations are based on some assumptions and simplifications, the comparative theoretical results show that a significant increase of range would be feasible by this means.